

This Page Is Inserted by IFW Operations
and is not a part of the Official Record

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images may include (but are not limited to):

- BLACK BORDERS
- TEXT CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- FADED TEXT
- ILLEGIBLE TEXT
- SKEWED/SLANTED IMAGES
- COLORED PHOTOS
- BLACK OR VERY BLACK AND WHITE DARK PHOTOS
- GRAY SCALE DOCUMENTS

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

**As rescanning documents *will not* correct images,
please do not report the images to the
Image Problem Mailbox.**

244/3.29

10/672 33 12.29.3

51

Int. Cl. 2

F 42 B 13/32

B 64 G 1/00

19 BUNDESREPUBLIK DEUTSCHLAND

DEUTSCHES PATENTAMT



DE 26 49 643 A 1

11

Offenlegungsschrift 26 49 643

21

Aktenzeichen: P 26 49 643.5

22

Anmeldetag: 29. 10. 76

43

Offenlegungstag: 15. 6. 78

31

Unionspriorität:

32 33 31

51

Bezeichnung:

Raketengeriebener Flugkörper mit entfaltbaren Stabilisierungsfächern

71

Anmelder:

Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH, 8000 München

72

Erfinder:

Knoche, Hans-Georg, Dr.rer.nat., 8024 Oberhaching

MESR ★

Q25

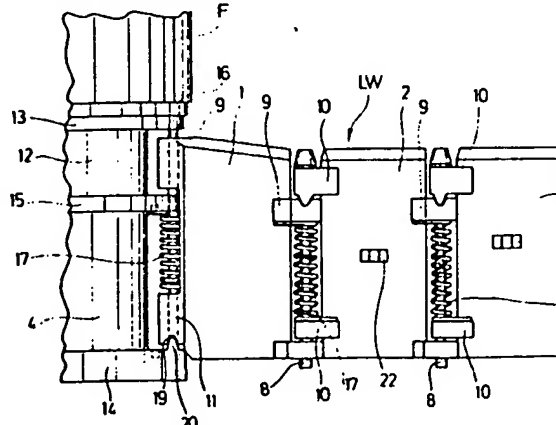
E7914A/25 ★ DT 2649-643

Rocket missile extending stabilising fins - have sections extended progressively by springs and releasing charges

MESSERSCHMITT-BOLKOW-BLO 29.10.76-DT-649643

Q79 (15.06.78) B64g-01 F42b-13/32

The rocket propelled missile has stabilising fins extended in starting phase step by step. These fins are extended to



match the stabilising requirements on launching. The fins are extended according to a specified programme. The fins are held so that they or their actuators do not project beyond the missile circumference.

The stabilising fin sections (1, 2, 3) are extended in stages until the whole articulated fin is extended. Each fin section pivoting axis is parallel to missile longitudinal axis. These axes are spring (17) loaded. A folded fin section is released by pyrotechnical delay element which initiates releasing charge of locking bars (25). 29.10.76 as 649643 (11pp244)

DE 26 49 643 A 1

1/11

6/70

Messerschmitt-Bölkow-Blohm
Gesellschaft mit
beschränkter Haftung,
M ü n c h e n

26496/3
Ottobrunn, 08.10.78
8054
BTol Pu/sz

Patentansprüche

1. Raketengetriebener Flugkörper mit im Ausmaß eines vorgegebenen Stabilitätsverhaltens während der Startphase stufenweise entfaltbaren Stabilisierungsflächen, g e k e n n z e i c h n e t durch eine solche Ausbildung der Stabilisierungsflächen (1 bis 3), daß sie bei gleichbleibender Leitwerkflähe in ihrer Spannweite stufenweise entfaltbar sind.
2. Flugkörper nach Anspruch 1, dadurch g e k e n n z e i c h n e t , daß jede Leitwerkfläche (1 bis 3) in zwei, vorzugsweise drei gelenkig miteinander verbundene Teilflächen (1, 2, 3) unterteilt ist, deren Schwenkachsen (8, 11 jeweils parallel zur Längsachse des Flugkörpers (F) liegen, daß jeder Schwenkachse ein die Teilflächen ausklappender Kraftspeicher (17) zugeordnet ist, die durch den Teilflächen zugeordnete zeitabhängig auslösbare Sperrvorrichtungen (30, 32, 33) in Betrieb setzbar sind.
3. Flugkörper nach den Ansprüchen 1 und 2, dadurch g e k e n n z e i c h n e t , daß als Sperrvorrichtung pyrotechnisch auslösbare Riegelstäbe (25) und als Zeitglieder pyrotechnische Verzögerungsglieder (32) dienen.

809824/0011

Hierdurch entstehen Schubkomponenten senkrecht zur Sollrichtung, die zu einer Bahnwinkelablage bei Brennschluß des oder der Raketenantriebswerke des Flugkörpers führen. Hierbei ist die erste Flugphase des Flugkörpers nach dem Verlassen seiner Startvorrichtung am kritischsten. Zu diesem Zeitpunkt hat der Flugkörper eine verhältnismäßig geringe Fluggeschwindigkeit, so daß Störeinflüsse, insbesondere Windstörungen hier besonders leicht zu Ablagen des Flugkörpers von der vorgesehenen Flugrichtung führen. Während des Fluges dreht ein aerodynamisch stabiler Flugkörper in den Wind und nimmt die Richtung der Resultierenden aus Flug- und Windgeschwindigkeit ein. Ein aerodynamisch instabiler Flugkörper dagegen wird vom Wind abgedreht. Diese Drehungen um den Schwerpunkt führen zu Fehlausrichtungen des Schubvektors und damit zu Bahnwinkelablagen mit entsprechenden Ablagen im Zielgebiet.

Durch die DT-OS 19-50 638 ist ein raketengetriebener ballistisch fliegender Flugkörper mit entfaltbaren Stabilisierungsflächen bekannt geworden, die nach einer durch den Start des Flugkörpers eingeleiteten vorbestimmbaren Verzögerungszeit ausgeklappt werden. Dadurch hat der Flugkörper am Anfang seiner Flugbahn eine instabile Flugphase, die nach dem Entfalten der Stabilisierungsflächen schlagartig in eine stabile Flugphase übergeht. Das Flugverhalten eines solchen Flugkörpers ist daher je nach seiner Stabilität durch Flugphasen unterschiedlicher Störempfindlichkeit gekennzeichnet.

Wie die Erfahrung gezeigt hat, ist es bei ballistisch fliegenden raketengetriebenen Flugkörpern zur Erzielung minimaler Streuung unter dem Einfluß der genannten Störgrößen aber wünschenswert, die Stabilität des Flugkörpers in der Startphase stufenweise aufzubauen. Beispielsweise kann es wünschenswert sein, zu Beginn des Startvorganges indifferent zu starten und zu einem optimalen Zeitpunkt die volle Stabilität zu haben.

Messerschmitt-Bölkow-Blohm
Gesellschaft mit
beschränkter Haftung,
M ü n c h e n

2

2649643
Ottobrunn, 08.10.76
8054
BT01 Pu/sz

Raketengetriebener Flugkörper mit entfaltbaren Stabilisie- rungsflächen

Die Erfindung bezieht sich auf einen raketengetriebenen Flugkörper mit im Ausmaß eines vorgegebenen Stabilitätsverhaltens während der Startphase stufenweise entfaltbaren Stabilisierungsflächen.

Raketengetriebene Flugkörper sind während der Beschleunigungsphase gegenüber Störeinflüssen, die eine Drehung des Flugkörpers um eine seiner Querachsen bewirken, besonders empfindlich.

jeder Schwenkachse ein die Teilflächen ausklappender Kraftspeicher zugeordnet ist, die durch den Teilflächen zugeordnete zeitabhängig auslösbare Sperrvorrichtungen in Betrieb setzbar sind.

Es ist leicht einzusehen, daß durch eine solche Anordnung und Ausbildung der Teilflächen der Stabilisierungsflächen diese leicht in den freien Raum im Bereich zwischen Flugkörperrumpf und Düsenhals angeordnet werden können, ohne daß sie den durch den Rumpf des Flugkörpers gegebenen Durchmesser überragen. Infolge der großen Leitwerkstiefe wird das Gebiet des Maximalauftriebes und damit die Wirksamkeit der Stabilisierungsflächen groß.

Zwar ist es aus der DT-AS 10 38 951 bekannt, die Teilflächen von entfaltbaren Stabilisierungsflächen eines raketengetriebenen Flugkörpers um Achsen zu entfalten, die parallel zur Längsachse des Flugkörpers liegen. Dort ist aber lediglich an das Falten der Stabilisierungsfläche und nicht an das nach einem vorbestimmten Programm erfolgende Entfalten der Stabilisierungsflächen zum Zwecke der stufenweisen Änderung des Stabilitätsverhaltens des Flugkörpers gedacht worden. Solche Stabilisierungsflächen entfalten sich zu einem bestimmten Zeitpunkt in voller Größe, so daß im eingeklappten Zustand der Stabilisierungsflächen der Flugkörper voll instabil ist, was einer Minimierung der Streuung in der Anfangsphase des Startvorganges abträglich ist.

Ein Ausführungsbeispiel der Erfindung ist anhand der Zeichnung nachfolgend beschrieben.

Es zeigen:

Figur 1 eine Draufsicht auf eine Ausführungsform eines Klappleitwerkes gemäß der Erfindung,

Figur 2 eine Ansicht von hinten auf das Klappleitwerk nach Fig. 1 im teilweise ausgeklappten Zustand,

Hierzu ist es aus der DT-OS 21 60 324 bekannt, die entfaltbaren Stabilisierungsflächen eines raketengetriebenen Flugkörpers in hintereinander angeordnete Teilflächen zu unterteilen und die Größe der wirksamen Fläche der Stabilisierungsflächen im Ausmaß der erforderlichen Beeinflussung des Stabilitätsverhaltens des Flugkörpers über an sich bekannte Schaltmittel zu verändern. Durch dieses partielle Aufklappen des Leitwerkes ist es möglich, den Druckpunktverlauf des Flugkörpers den ballistischen Erfordernissen anzupassen.

Der Realisierung solcher stufenweise aufklappbarer Stabilisierungsflächen stehen aber erhebliche Schwierigkeiten entgegen, da diese möglichst in dem relativ engen Raum um den Düsenhals des Raketentriebwerkes unterzubringen sind, um den Querschnitt des Flugkörpers nicht zu vergrößern.

Der Erfindung liegt daher die Aufgabe zugrunde, bei einem Flugkörpers der eingangs genannten Art die nach einem vorgegebenen Programm entfaltbaren Stabilisierungsflächen so auszubilden, daß sie besser als bisher an einem Flugkörper angebracht werden können und ohne daß dadurch Teile der Stabilisierungsflächen oder ihrer Einrichtungen zur Entfaltung über den Außendurchmesser des Flugkörpers ragen oder aber den Außendurchmesser des Flugkörpers insgesamt vergrößern.

Ausgehend von einem Flugkörper der eingangs genannten Art ist diese Aufgabe gemäß der Erfindung gelöst durch eine solche Ausbildung der Stabilisierungsflächen, daß sie bei gleichbleibender Leitwerkstiefe in ihrer Spannweite stufenweise entfaltbar sind.

Hierzu ist nach einem weiteren Merkmal der Erfindung jede der Stabilisierungsflächen in zwei, vorzugsweise drei gelenkig miteinander verbundene Teilflächen unterteilt, deren Schwenkachsen jeweils parallel zur Längsachse des Flugkörpers liegen, wobei

die Federenden jeweils auf den Lageraugen 9 und 10 ab und beaufschlagen die Teile in Richtung des Pfeiles 18, wodurch im aufgeklappten Zustand die Verriegelung der Teile der Stabilisierungsflächen aufrechterhalten wird. Zierzu ist der jeweils hintere Teil der Lageraugen 10 mit einer Kerbe oder Rast 19 versehen, in welche jeweils ein auf dem Bund 14 bzw. auf den Lageraugen 9 befindlicher Vorsprung 20 eingreifen kann. Die Kerben 19 und die Vorsprünge 20 sind jeweils derart angeordnet, daß bei ihrer Eingriffstellung sich die Teile der Stabilisierungsflächen in der in Fig. 1 dargestellten radialen Lage befinden.

Ferner sind etwa in der Mitte eines jeden Flügelteiles 2 und 3 im zusammengeklappten Zustand miteinander fluchtende Ösen 22 und 23 vorgesehen, durch die jeweils ein Riegelstab 25 gesteckt ist. Ferner sind Riegelstäbe 26 der Teile 3 vorgesehen, die im eingeklappten Zustand der Klappflügel in Bohrungen 27 innerhalb der Bünde 14 und 15 eingreifen; vgl. Fig. 3.

Jedem Riegelstab ist eine Sprengkapsel 30 zugeordnet, die bei ihrer Zündung die Riegelstäbe zerstört, so daß die durch ihn hervorgerufene Sperre zwischen den nebeneinanderliegenden Teilen einer Stabilisierungsfläche aufgehoben ist und die jeweilige Schraubenfeder 17 die ihr zugeordneten Teile in die in Fig. 1 dargestellte ausgeklappte Lage bewegt. Ferner ist der Anzahl der Teile der Stabilisierungsflächen entsprechend eine Anzahl von pyrotechnischen Verzögerungsgliedern 32 vorgesehen, durch die das zeitverzögerte Ausklappen der Flügelteile steuerbar ist. Die pyrotechnischen Verzögerungsglieder werden jeweils durch eine weitere Sprengkapsel 33 ausgelöst, die beim Start des hier nicht näher dargestellten Raketentriebwerkes gleichzeitig elektrisch gezündet wird.

Durch richtige Bemessung der pyrotechnischen Verzögerungssätze läßt sich also ein stufenweises Ausklappen der Stabilisierungsflächen im Sinne einer Optimierung der von dem Flugkörper durchzuführenden ballistischen Flugbahn erreichen.

Figur 3 eine Ansicht von hinten auf das zusammengeklappte Klappleitwerk und

Figur 4 eine Einzelheit des Riegelmechanismus in vergrößerter Darstellung.

Um die nachteiligen Wirkungen des Verlaufes von Druckpunkt und Schwerpunkt eines Flugkörpers F auf seiner Flugbahn, insbesondere während des Startvorganges, zu beheben, sind dessen Stabilisierungsflächen LW längs ihrer Spannweite jeweils in drei gleiche Teile 1, 2 und 3 unterteilt, die im zusammengeklappten Zustand aufeinanderliegend sich innerhalb des von Triebwerksdüse 4 und Außendurchmesser des Flugkörperrumpfes 5 begrenzten Raumes befinden; vgl. Fig. 3.

Die Teile einer jeden Stabilisierungsfläche sind jeweils durch parallel zur Flugkörper-Längsachse liegende Achsen 8, die je in Lageraugen 9 und 10 der Teile 1 bis 3 eingreifen, gelenkig miteinander verbunden. Das dem Flugkörperrumpf am nächsten liegende Teil 1 weist ebenfalls Lageraugen 9 auf und ist jeweils durch eine ebenfalls zur Flugkörper-Längsachse parallele Achse 11 mit einem rotationssymmetrischen Trägerelement 12 gelenkig verbunden. Das Trägerelement befindet sich zwischen dem Ende des Flugkörperrumpfes und dem Ende der Düse 4 und weist an seinen Enden je einen Bund 13 und 14 sowie in seinem ersten Drittel einen Bund 15 auf. Die Achsen 11 erstrecken sich durch die Bunde 14 und 15 und enden jeweils in einem Sackloch 16 des Bundes 13. Je eine auf den Achsen 8 und 11 angeordnete Schraubenfeder 17 hat das Bestreben, durch ihre Torsionswirkung die nebeneinanderliegenden Teile durch Drehung um die Achsen 8 und 11 aufzuklappen, bis die aus Fig. 1 ersichtliche Endstellung erreicht ist. Sie erzeugen ferner Haltekräfte, um die einzelnen Flügelteile in der ausgeklappten Stellung in ihrer Lage zu halten. Hierzu stützen sich

-9-
L ers ite

Selbstverständlich können auch andere Verzögerungsmittel verwendet werden, es sind zwei, drei oder vier gleichmäßig am Umfang des Flugkörperrumpfes verteilte Stabilisierungsflächen möglich.

Patentansprüche:

809824/0011

244-3.29

- 11 -

2649643

Nummer: 26 49 643
 Int. Cl. 2: F 42 B 13/32
 Anm ldetag: 29. Okt b r 1976
 Off nlegungstag: 15. Juni 1978

Fig. 1

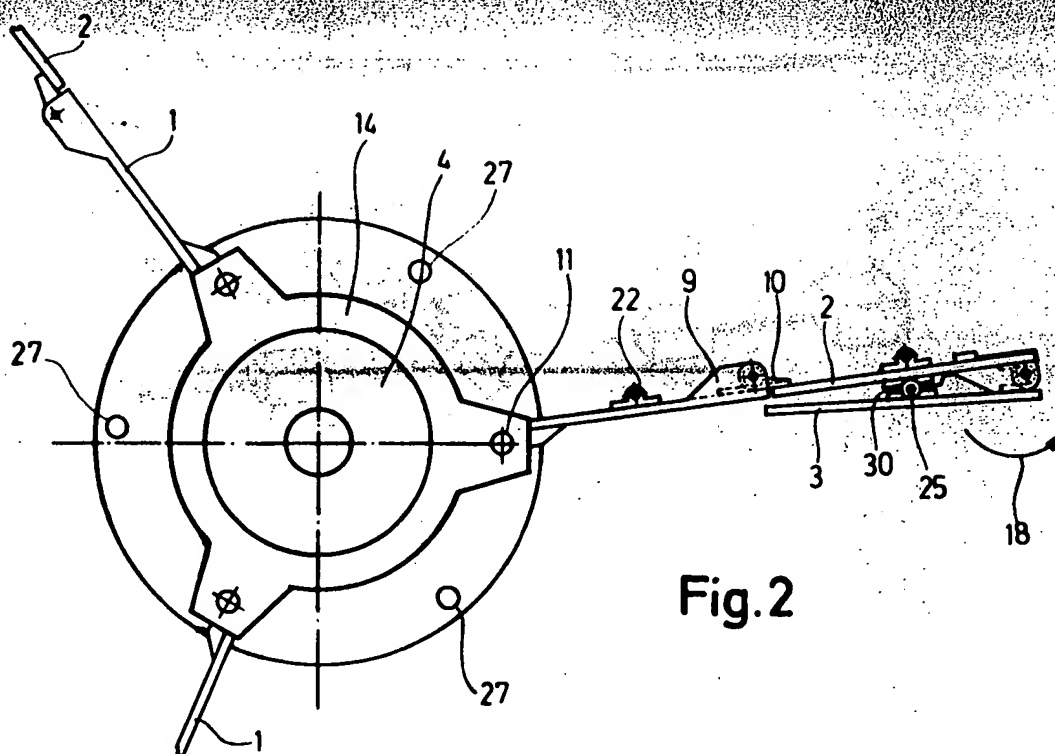
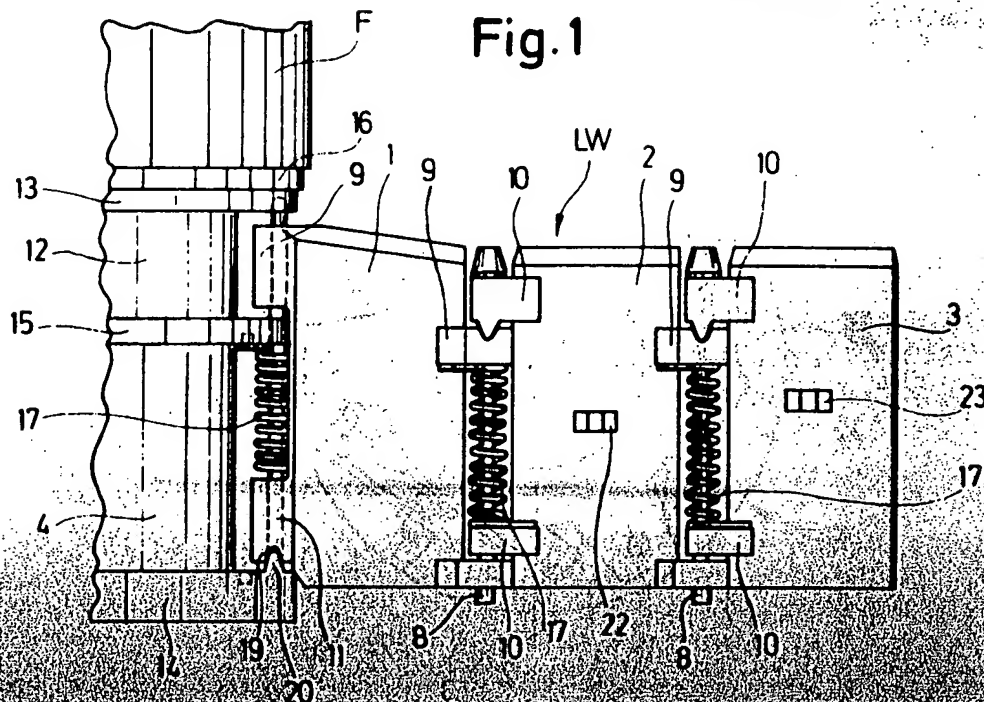


Fig. 2

809824/0011

- 10 -

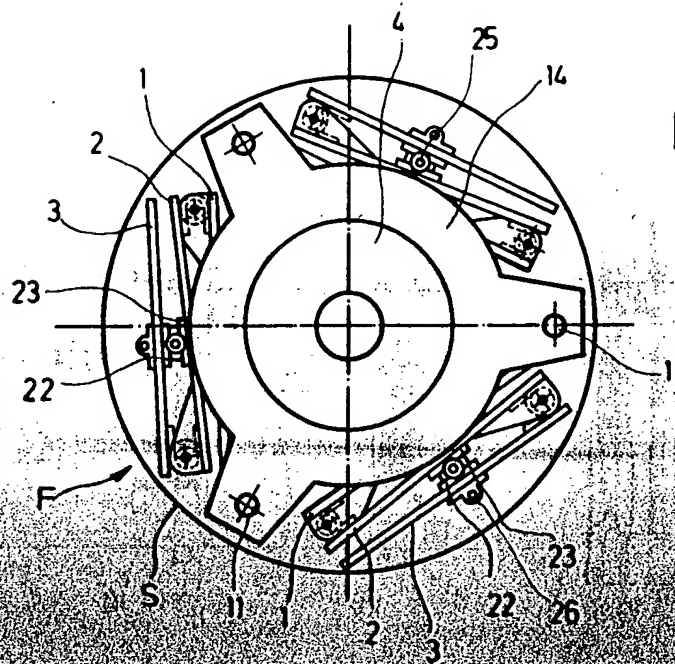


Fig. 3

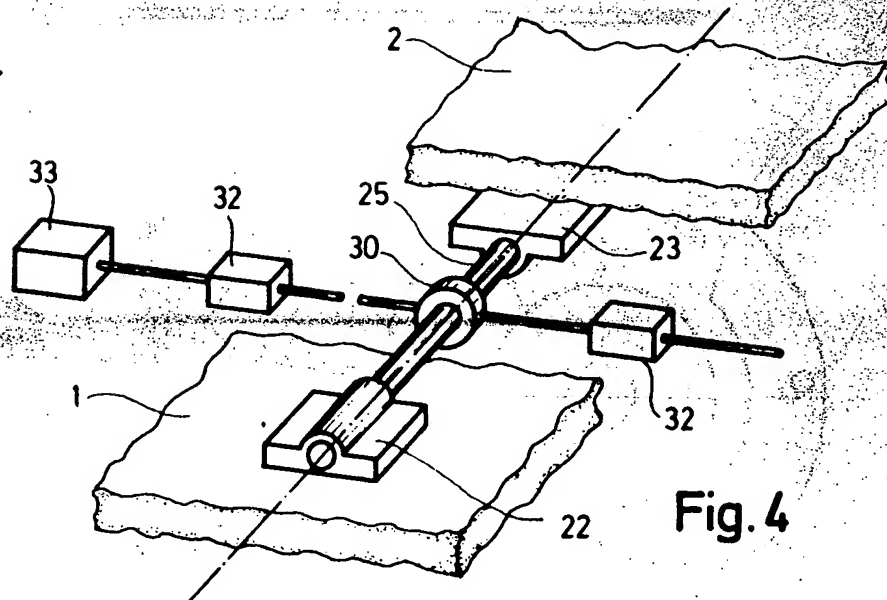


Fig. 4

809824/0011